



## Motores de reacción

Por CARLOS SANCHEZ TARIFA, Teniente Caballero Cadete de 5.º curso de Ingenieros Aeronáuticos.

Con el nombre genérico de motores de reacción se designan aquellos tipos de motores en los que la propulsión se realiza mediante la reacción de una masa de gases, procedentes de unas cámaras de combustión, que salen al exterior en sentido contrario a la marcha del avión animados de una gran velocidad. No es correcto el nombre de motores de reacción con que se les denomina en la práctica. Toda clase de propulsión que podamos imaginar ha de realizarse *por reacción*, es decir, como aplicación del teorema de la conservación de la cantidad de movimiento. La diferencia fundamental entre un grupo moto-propulsor ordinario, con motor de cilindros y hélice, y un motor de reacción, es que, en el primero, los gases procedentes de la combustión tienen como misión mover un mecanismo propulsor (hélice), y éste, a su vez, lanzando hacia atrás una masa de aire, produce la necesaria reacción para el movimiento de avance; mientras que en los motores de reacción, los gases, procedentes de las cámaras de combustión, son expansionados y lanzados al exterior, provocando ellos mismos la reacción o tracción de avance.

### Clasificación de los motores de reacción.

Esencialmente, hay dos tipos distintos:

1.º Motores que llevan en su seno todos los elementos necesarios para la combustión. Son los motores cohete, en los que su funcionamiento no depende del medio que les rodea, por lo

que se les ha llamado motores de propulsión autónoma. En éstos puede haber distintos tipos, según que la reacción la produzcan los gases de la combustión únicamente o, bien, también intervenga en la propulsión alguna materia inerte que se mezcle con los gases de escape y sea arrojada al exterior con ellos (agua, por ejemplo).

2.º Motores en los que el aire necesario para la combustión y propulsión se toma del exterior (propulsión no autónoma). Estos, a su vez, pueden dividirse en motores sin mecanismo de compresión del aire y motores con grupo compresor-turbina.

Existe un tercer tipo de propulsión, que es la mixta, en la cual los gases de escape producen el movimiento de una turbina conectada a una hélice propulsora, siendo aprovechada la energía sobrante de los gases para producir reacción en la forma usual.

Podrían aún hacerse distinciones entre los diversos tipos citados, atendiendo, por ejemplo, a la forma de realizarse la combustión en la cámara (a presión o a volumen constante), pero no queremos entrar en más detalles de la clasificación, pues, dado el carácter práctico que queremos dar a esta exposición, nos vamos a limitar a estudiar los tipos de motores que estando en funcionamiento hoy día, se ha logrado con ellos resultados útiles en la práctica. Estudiaremos primeramente el motor de reacción de compresor y

turbina como el más importante de todos; después la propulsión mixta de reacción y de hélice, y finalmente, consideraremos el motor cohete puro.

#### **Estudio del motor de reacción de compresor y turbina.**

Entre el gran número de ideas y descubrimientos que se han desarrollado en la pasada guerra, uno de los más importantes por su inmediata aplicación a la paz ha sido este tipo de motor. Pocos inventos en el mundo han tenido una evolución tan rápida (sobre todo comparándola con la del motor de cilindros), y sorprende comprobar que en los pocos años que se ha trabajado en estos motores ya se ha conseguido mejorar en muchos aspectos al motor clásico de avión. Una parte de este rápido desarrollo se debe, indudablemente, a la guerra misma, que allana toda clase de dificultades para la investigación de todo invento susceptible de ser aplicado a la guerra; pero la parte más importante se debe a la sencillez de la idea básica de la concepción del motor y a la manera de conseguir la propulsión con él.

Primeramente vamos a dar una descripción general de este tipo de motores, así como de su funcionamiento; después estudiaremos sus características generales (ciclo, rendimientos, tracción, potencia, etc., etc.), y finalmente, entraremos en la descripción detallada de cada una de sus partes, dando unas nociones del cálculo de sus órganos principales. Para no fatigar al lector se procurará resumir los cálculos lo más posible, y procuraremos en cada momento hacer la comparación de los resultados que vayamos obteniendo, con los del grupo propulsor de motor de cilindros-hélice.

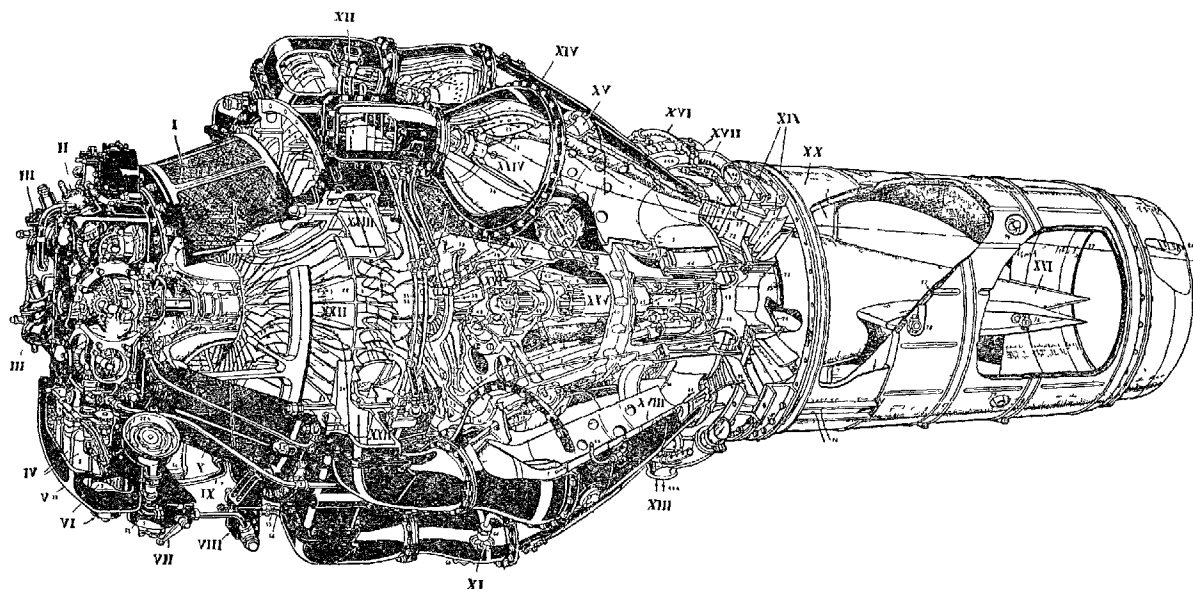
#### **Descripción y funcionamiento del motor.**

Aunque esta descripción no se referirá exclusivamente a él, para explicar sobre una figura, tomamos el dibujo en perspectiva del motor "Rolls-Royce R. B. 41" (Nene), uno de los más modernos en funcionamiento hoy día, tomado de la revista *Aeroplane*, de fecha 19 de abril de este año.

El aire entra al motor por dos entradas anulares, provistas de filtros para impedir entre polvo o cualquier materia extraña en el motor. Inmediatamente lo toma el compresor, que, ayudado por la energía cinética del aire, eleva la presión. Esta resulta ser, a la salida del difusor,

de un orden de 3 a 4 kg/cm<sup>2</sup>, según el tipo de motor. En la figura el compresor es del tipo centrífugo con dos caras activas, clásico en los motores "Rolls-Royce"; pero se utilizan también de otras clases. En los motores "Havilland Goblin" el compresor también es centrífugo, pero trabajando por una sola cara. Se emplea también el compresor axial de varios escalonamientos, de ocho a doce, generalmente). Este compresor era usado casi exclusivamente en los motores alemanes, y hoy día lo emplean los ingleses ("Metro Vick") y los americanos ("Westinghouse"), y parece ser que es el tipo al que se tenderá en el futuro, teniendo en cuenta su gran rendimiento a los grandes gastos de aire con que trabajan estos motores. Ya insistiremos en esta cuestión cuando estudiemos especialmente los compresores.

El aire llega a las cámaras de combustión, dispuestas simétricamente alrededor del motor y en número variable (nueve en la figura). El aire, al entrar, choca con unas aletas que le hacen girar, provocando turbulencia para mejorar la combustión. Las cámaras se componen de dos partes: el tubo de llamas, situado en su interior, dentro del cual se verifica la combustión, y la envolvente. El aire, en parte, penetra en el tubo de llamas por su succión frontal, donde desemboca el inyector de combustible (keroseno de aviación), comenzando a verificarse la combustión con una proporción de aire ligeramente superior a la necesaria para que ésta se verifique estrictamente. El aire circula entre el tubo de llamas y la envolvente, y va penetrando en dicho tubo por agujeros de comunicación existentes, homogeneizando la mezcla y disminuyendo la temperatura, de tal modo que no queden porciones ardiendo o a temperaturas desiguales a la llegada de los gases a la turbina, evitándose el consiguiente efecto destructor para los álabes. La combustión es continua, y para el arranque, llevan las cámaras bujías; pero no todas, pues van interconectadas entre sí para que se propague la combustión de unas cámaras a otras y para igualar la presión en todo momento. Los inyectores son del tipo de tobera abierta, existiendo generalmente sólo uno por cámara, aunque en este motor llevan dos, uno de ellos funcionando sólo para el arranque. El sistema de alimentación comprende una o dos bombas de inyección, hoy día de tipo especial, regulado su gasto por control barométrico y con reguladores de presión y número de revoluciones máximo. El piloto, además, puede variar a voluntad el gasto, dentro de ciertos límites, sien-



- I.—Entrada anular de aire.
- II.—Caja auxiliar de engranajes.
- III.—Bombas de combustible.
- IV.—Filtros de retorno.
- V.—Cárter de aceite.
- VI.—Filtro de alta presión y tapa de cárter.
- VII.—Llave de cierre del suministro de combustible.
- VIII.—Válvula de presión.
- IX.—Conducto de retorno de aceite.
- X.—Conducto de aceite a presión.
- XI.—Salida para la evacuación de aceite.
- XII.—Conducto de alimentación de combustible a los inyectores.
- XIII.—Salida de aire de refrigeración.

- XIV.—Cámaras de combustión (nueve en total).
- XV.—Bujías de arranque (tres en total).
- XVI.—Anillo extintor.
- XVII.—Conductor de salida del aire de refrigeración.
- XVIII.—Tubo de llamas.
- XIX.—Turbina de un solo escalón.
- XX.—Manguito rodeando el eyector.
- XXI.—Cono del eyector.
- XXII.—Compresor.
- XXIII.—Difusor.
- XXIV.—Inyector.
- XXV.—Árbol motor.
- XXVI.—Ventiladores.

do este mando análogo al de gases de un motor corriente.

Los gases, a una elevada temperatura (del orden de los 850 grados), llegan a los álabes fijos de la turbina, es decir, a la directriz, haciendo que incidan, con un ángulo apropiado, con los álabes móviles de la turbina.

Después de su paso por la turbina, en la cual ya se ha verificado una cierta caída de presión, los gases llegan al eyector, en donde continúan la expansión, saliendo a la atmósfera a una presión próxima a la ambiente y a una gran velocidad, produciendo la reacción necesaria para la propulsión.

La turbina toma una gran parte de la energía de los gases (unos dos tercios) y se la transmite al compresor, por medio de un eje de acoplamiento directo, aunque suele construirse éste

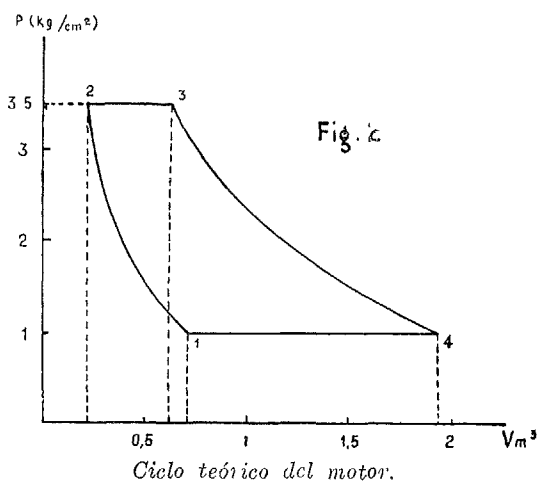
de dos partes ensambladas, como es el caso de la figura, por facilidad de construcción y desmontaje. Este árbol va montado sobre cojinetes, generalmente en número de tres, para los que es preciso prever su engrase. El árbol se prolonga en la parte delantera del compresor, produciendo el movimiento de los mecanismos auxiliares del motor, visibles en la figura, y engranando con el motor de arranque, que suele ser eléctrico, aunque los alemanes empleaban un motorcito de gasolina de dos tiempos de 16 H.P. (motor "Jumo 004"). Es necesario refrigerar el rodete de la turbina y los cojinetes posteriores del árbol motor, que reciben el calor transmitido de la turbina. La refrigeración se hace siempre por aire, tomándola del compresor o con un pequeño ventilador, como en el caso de los motores "Rolls-Royce", montado sobre el árbol motor. No queremos insistir más en la descrip-

ción, pues, como hemos dicho, el estudio de cada una de las partes del motor se hará detalladamente y por separado.

#### Ciclo teórico del motor.

El ciclo térmico teórico del motor se compone de las siguientes fases (fig. 2):

1. Compresión adiabática del aire (1 - 2)
2. Combustión a presión constante (2 - 3).



3. Expansión adiabática hasta la presión ambiente (3 - 4).
4. Enfriamiento de los gases a presión constante hasta la temperatura inicial (4 - 1).

Dada la gran dilución de la mezcla, pues en estos motores la relación aire-combustible en peso varía muy poco de 60, puede suponerse que en el ciclo evoluciona solamente la unidad de masa de aire puro. Asimismo, consideraremos el aire como un gas perfecto.

#### Presiones y temperaturas a lo largo del ciclo.

*Compresión adiabática del aire.*—Hemos de tener en cuenta que la compresión adiabática del aire la produce, en su mayor parte, el compresor, pero otra parte proviene del aprovechamiento de la energía cinética que posee el aire a su llegada al motor. Esta energía depende de la velocidad  $V$  de avance del avión, y de aquí nos va a resultar que todas las características del motor van a ser funciones de dicha velocidad. Cuando estudiemos el funcionamiento del compresor veremos cómo aprovecha el motor esta energía cinética. A efectos de cálculo, supondremos que el aire, que entra a la velocidad  $V$ , se comprime adiabáticamente hasta la velocidad nula, y aquí

la toma el compresor y eleva de nuevo la presión en una relación  $\varphi_1$ , que tomamos constante. Esto no es cierto, pues para aprovechar la energía cinética del aire en esta forma, expansionándolo desde la velocidad de avance a una velocidad pequeña de entrada en el compresor, con el consiguiente aumento de presión, haría falta una relación de secciones en la entrada del motor y en la toma del compresor, inadmisibles con el tamaño de éste. Pero el supuesto es válido a efectos de cálculo de presiones y temperaturas finales, siempre que introduzcamos un coeficiente  $\varphi$  de aprovechamiento de energía cinética, y que suele valer del orden de 0,85, siempre, como es lógico, dependiente del tipo de motor.

Dividiremos, pues, la transformación 1 - 2 en dos partes; la 1 - 1' y 1' - 2.

Si  $p'_1$  y  $T'_1$  son la presión y temperatura absoluta cuando la energía cinética del aire se ha transformado en entalpía  $W$ , y  $c_p$  el calor específico del aire a presión constante, se tiene:

$$\varphi \frac{V^2}{2} = c_p (T'_1 - T_1) \quad [1]$$

$$\left(\frac{P'_1}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T'_1}{T_1}; \quad [2]$$

en la fórmula [1] suponemos todo medido en el mismo sistema de unidades, para evitarnos el considerar el equivalente mecánico del calor. Para la transformación adiabática 1' - 2 se tendrá:

$$\frac{T_2}{T'_1} = \left(\frac{P_2}{P'_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \rho^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}. \quad [3]$$

*Combustión a presión constante.*—Si  $L$  es el poder calorífico inferior del combustible (pues el agua no se condensa), las fórmulas que ligan  $T_3$  y  $P_3$ , con  $T_2$  y  $P_2$ , serán:

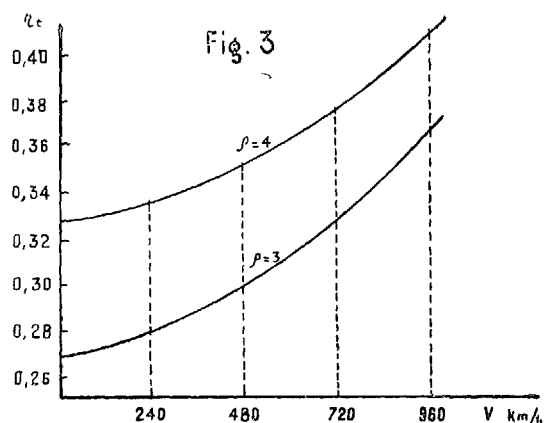
$$P_3 = P_2 \quad T_3 = T_2 + \frac{L}{q \cdot c_p}, \quad [4]$$

En la que  $q$  es la relación aire-combustible en peso. Si hubiésemos considerado que evolucionaba la unidad de peso de mezcla, en vez de la unidad de aire puro, la fórmula hubiera sido:

$$T_3 = T_2 + \frac{L}{(1+q) c_p};$$

y como  $q$  es del orden de 60, la diferencia es pequeña.

*Expansión adiabática 3 - 4.*—Las fórmulas serán:



Variaciones del rendimiento térmico con la velocidad.

$$\frac{T_4}{T_3} = \left( \frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \rho^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \quad [5]$$

#### Rendimiento del ciclo.

*Rendimiento del ciclo.*—Si  $Q_2^s$  es el calor cedido en la combustión y  $Q_1$  el perdido por el escape, el rendimiento del ciclo vendrá dado por:

$$\begin{aligned} \eta_t &= \frac{Q_2^s - Q_1^t}{Q_2^s} = 1 - \frac{Q_1^t}{Q_2^s} = 1 - \frac{C_p (T_4 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} = \\ &= 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2}, \end{aligned}$$

y con las fórmulas anteriores se nos convierte en:

$$\eta_t = 1 - \frac{\rho^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}}{1 + \varphi \frac{V^2}{2 C_p T_1}}, \quad [6]$$

que, como vemos, es función de la velocidad. Para  $T_1 = 288$  grados  $\varphi = 1$  y relaciones de compresión estáticas de 3 y 4, valores entre las que oscilan las de los motores construídos, damos en la figura 3 las curvas de variaciones del rendimiento térmico  $\eta_t$  con la velocidad de avance. Para  $\rho = 4$  vemos que para  $V = 0$  vale 0,328, pasando a los 960 km/hora a un valor de 0,404.

#### Variación del rendimiento térmico con la altura de vuelo.

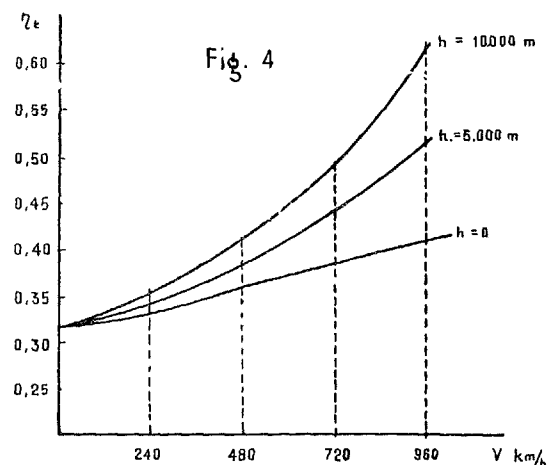
Ya hemos visto cómo aumenta el rendimiento con la velocidad; pero no sólo es esto, sino que también aumenta con la altura, sumándose ambos efectos y llegando a valores del rendimiento

bastante superiores a los del motor usual. En efecto, si nos fijamos en la fórmula [6], veremos que en ella aparece la temperatura  $T_1$  de entrada del aire.

Al irnos elevando va disminuyendo la temperatura y aumentando el rendimiento, como es fácil comprobar. Si tomamos como disminución de temperatura la dada por la Atmósfera Normal Internacional, es decir, un gradiente de 6,5 grados por kilómetro, para una relación estática de compresión de 4, nos resultan las curvas de la figura 4, en la que se da la variación del rendimiento con la velocidad para tres alturas distintas: para 0, 5.000 y 10.000 metros, correspondientes a temperaturas de 288, 255,5 y 223 grados absolutos (15, —17,5 y —50 grados centígrados). Todas las curvas pasan por un mismo punto de rendimiento estático (0,328), aumentando en todas el rendimiento con la velocidad; pero en mucha mayor proporción en la de mayor altura ( $h = 10.000$  m.), que a los 960 km/hora nos da un valor de  $\eta_t$  de 0,618.

Todos estos valores vendrán algo disminuídos al considerar el coeficiente  $\varphi$ , que no hemos tenido en cuenta por no poseer datos seguros sobre él. Esta disminución, de todos modos, es pequeña. Para  $h = 0$ ,  $V = 720$  km/hora,  $\eta_t = 0,374$  para  $\varphi = 1$ . Con  $\varphi = 0,85$  se obtiene  $\eta_t = 0,367$ , es decir, una disminución de un 2 por 100 aproximadamente.

Esta es una gran ventaja de los motores de este tipo, que volando a grandes alturas y velocidades mejoran todas sus características enormemente, como consecuencia de este aumento del rendimiento térmico.



Variación del rendimiento con la velocidad para alturas de 0, 5.000 y 10.000 metros.

### Rendimiento global del motor.

Además de las pérdidas de calor por el escape, que ya hemos considerado al introducir el rendimiento térmico, se producen otras muchas en el funcionamiento del motor, que habremos de tener en cuenta. En todas las fases del ciclo se producen pérdidas de calor por las paredes y por rozamiento del gas. Todas ellas podríamos incluirlas en un rendimiento térmico indicado  $\eta_i$ , o rendimiento de calidad, igual a la relación entre el trabajo térmico real obtenido y el trabajo teórico, es decir,

$$\frac{\tau_r}{\tau} = \eta_i.$$

También han de considerarse las pérdidas en el compresor, en la turbina y en la transmisión entre ambos (las mecánicas solamente), así como las que se producen en el arrastre de los mecanismos auxiliares del motor. Pueden tenerse en cuenta en un rendimiento mecánico  $\eta_m$ , igual a la relación entre el trabajo útil, o energía cinética real obtenida en el motor, y el trabajo térmico

$$\frac{\tau_u}{\tau_r} = \frac{E}{\tau_r} = \eta_m,$$

en la que  $E$  es la energía cinética de los gases de escape.

El rendimiento global  $\eta_q$  será igual al producto de los tres rendimientos  $\eta_i$ ,  $\eta_r$ ,  $\eta_m$ , o bien a la relación

$$\frac{E}{L} = \eta_q.$$

Si  $w$  es la velocidad relativa de salida de los gases de escape, la energía cinética real, que hemos obtenido del ciclo, es:

$$\frac{(1+q)(w^2 - V^2) - V^2}{2} = \frac{(1+q)w^2 - qV^2}{2},$$

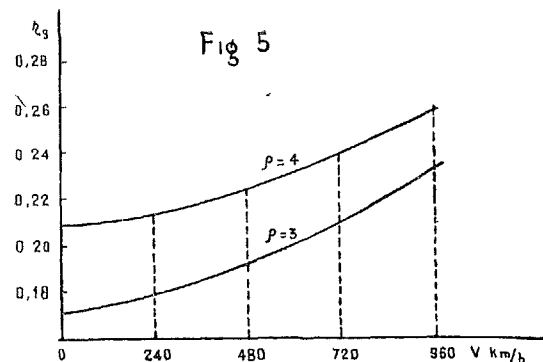
pues el combustible poseía ya la energía cinética correspondiente a la velocidad  $V$  del avión. Es decir, se tendrá:

$$\eta_q = \frac{(1+q)w^2 - qV^2}{2L}, \quad [7]$$

o bien:

$$w = \sqrt{\frac{2\eta_q L}{1+q} + \frac{qV^2}{1+q}}. \quad [8]$$

Como la combustión en estos motores está previsto que se realice de un modo completo y la cámara está diseñada con este fin, el rendimiento de dicha combustión es prácticamente la unidad, por lo que no lo tenemos en cuenta.



Variación del rendimiento con la velocidad.

### Evaluación de los rendimientos.

Para la estimación del rendimiento global partiremos de datos reales. Para  $V = 0$  tenemos:

$$\eta_q = \frac{w^2(1+q)}{2L}.$$

Del motor "Rolls-Royce Derwent V" tomamos los siguientes datos:  $w = 550$  m/seg. (para  $V = 0$ ),  $q = 60$ ,  $L = 10.310$  cal/kg.; valores que sustituidos en la fórmula, nos dan un rendimiento global de  $\eta_q = 0.21$ . Como este motor tiene una relación estática de compresión de 3,9, la fórmula [6] nos da  $\eta_i = 0.323$  (en el suelo), lo cual quiere decir que el producto de  $\eta_i$  por  $\eta_m$  valdría 0,64. En cuanto a la estimación por separado de  $\eta_i$  y  $\eta_m$ , es ya más difícil por la carencia de datos sobre ellos. De algunas indicaciones de revistas extranjeras, parece ser que el rendimiento mecánico oscila alrededor de 0,7, y el rendimiento de calidad  $\eta_i$  de 0,90 a 0,93.

Estas mismas consideraciones, hechas con el motor "Havilland-Goblin II", con  $w = 490$  metros/segundo,  $q = 58$ ,  $L = 10.310$  cal/kg. y  $\rho = 3,3$ , nos daría:

$$\eta_q = 0,16, \quad \eta_i = 0,29, \quad \eta_i \eta_m = 0,55,$$

valores algo inferiores a los del "Rolls-Royce".

Como el rendimiento global es proporcional al térmico, y  $\eta_i$  y  $\eta_m$  son aproximadamente constantes, resulta que  $\eta_q$  variará con la velocidad y la altura, del mismo modo que  $\eta_i$ . En la figura 5 damos la variación del rendimiento global con la velocidad para dos relaciones de compresión.

(Continuará.)